

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ВНУТРІШНІХ СПРАВ
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ
Циклова комісія Аеронавігації**

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

навчальної дисципліни
«Принципи польоту: вертоліт Мі-2»
обов'язкових компонент освітньо-професійної програми першого
(бакалаврського) рівня вищої освіти

Аеронавігація

за темою № 2 – Аеродинамічні характеристики частин вертольоту

Кременчук 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.2023 № 7

СХВАЛЕНО

Педагогічною радою
Кременчуцького льотного коледжу
Протокол від 28.08.2023 № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією Науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2023 № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії Аеронавігації
протокол від 14.06.2023 № 13

Розробники:

1. Викладач циклової комісії аеронавігації, спеціаліст 2-й категорії Ємець В.В.

Рецензенти:

1. Викладач циклової комісії аеронавігації, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, професор Тягній В.Г.

2. Професор кафедри аеронавігаційних систем навчально-наукового інституту Аеронавігації, електроніки та телекомунікації Національного авіаційного університету, доктор технічних наук, доцент Шмельова Т.Ф

Лекція 1.2 Аеродинамічні характеристики частин вертольота

План лекції

- 1. Особливості аеродинамічного компонування вертольота одnogвинтової схеми*
- 2. Рульовий гвинт: призначення і робота*
- 3. Фюзеляж вертольота: аеродинамічні сили, які виникають при обдуванні індуктивним і набігаючим потоками, аеродинамічні характеристики*
- 4. Стабілізатор: призначення і робота*
- 5. Киль: призначення і робота*

Рекомендована література

Основна

1. Зінченко А.Г., Бурсала О.О., Бурсала О.Л. та ін., Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота, ч.1. Аеродинаміка вертольота: навч. посіб. – Х.:ХНУПС, 2017.
2. Зінченко А.Г., Бурсала О.О., Бурсала О.Л. та ін., Аеродинаміка та динаміка польоту вертольоту, ч.2. Динаміка польоту вертольота: навч. посіб. – Х.:ХНУПС, 2010.
3. Костенко В.М., Алімпієв А.М., Котов О.Б. та ін., Практична аеродинаміка навчального вертольота Мі-2: підр. – Х.:ХНУПС, 2016
4. Керівництво з льотної експлуатації вертольоту Мі-2.

Додаткова

Інформаційні ресурси в Інтернеті

1. Особливості аеродинамічного компонування вертольота одnogвинтової схеми

Характерною особливістю вертольота одnogвинтової схеми є наявність рульового гвинта (РГ), який призначений: по-перше, для урівноваження реактивного моменту НГ на моторних режимах польоту, по-друге, для путнього управління вертольотом.

Окрім того, що несучий і рульовий гвинти основними конструктивними частинами вертольота, що роблять вплив на його аеродинаміку і льотні характеристики, являються:

- фюзеляж (включаючи хвостову балку, шасі і зовнішні паливні баки);
- кінцева балка (кіль); - стабілізатор.

Хвостова і кінцева балки призначені для винесення рульового гвинта, для створення необхідного плеча тяги РГ, щоб забезпечити урівноваження реактивного моменту НВ: $M_{P_{HB}} = T_{P_{RB}} l_{P_{RB}}$.

2. Рульовий гвинт: призначення і робота

Рульовий гвинт, також як і НГ, може працювати як в осьовому, так і в косому режимах обтікання. Так як для управління вертольотом потрібна зміна величини і напрямку тяги РГ, то її лопаті мають симетричний профіль і осьовий шарнір, що дозволяє змінювати крок лопатей РГ. Окрім тяги РГ створює реактивний момент, що має ту ж природу, що і реактивний момент НГ.

Тяга рульового гвинта визначається по такій же формулі, що і несучий гвинт:

$$T_{P_{RB}} = C_{T_{P_{RB}}} \frac{\rho (\omega_{P_{RB}} R_{P_{RB}})^2}{2} F_{P_{RB}}$$

На тягу РГ істотно позначається так звана інтерференція - взаємний вплив несучого і рульового гвинтів за наявності фюзеляжу і кіля. Умови роботи РГ і величина його тяги залежить від поєднання індуктивного потоку НГ і обертання РГ. Якщо напрям окружної швидкості лопатей РГ співпадає з напрямом індуктивної швидкості НГ (наприклад, як у вертольота Мі-2), то тягові характеристики внутрішньої частини диска РГ погіршуються внаслідок взаємодії вихрових шнурів несучого і рульового гвинтів. За наявності вітру 8-10 м/с на висінні і при розворотах на висінні з великою кутовою швидкістю цей ефект посилюється, в ще більшому ступені знижуючи тягу РГ. Також негативний вплив взаємодії вихрових систем НГ і РГ посилюється на малих висотах висіння внаслідок відображення індуктивного потоку НГ від землі. При виконанні горизонтального польоту або зниження з ковзанням ефект інтерференції вихрових систем НГ і РГ також погіршує умови роботи РГ, викликаючи характерні вібрації.

3. Фюзеляж вертольота: аеродинамічні сили, які виникають при обдуванні індуктивним і набігаючим потоками, аеродинамічні характеристики

Фюзеляж вертольота, залежно від кута атаки і кута ковзання здатний створювати підйомну силу, силу лобового опору і бічну силу. Найбільш важливою аеродинамічною характеристикою фюзеляжу є сила лобового опору :

$$X_{\phi} = \bar{C}_{x\phi} \frac{\rho V^2}{2} F_{OM}; (\bar{C}_{x\phi} = C_{x\phi} \frac{S_{mid}}{F_{OM}})$$

де S_{mid} - площа міделя фюзеляжу.

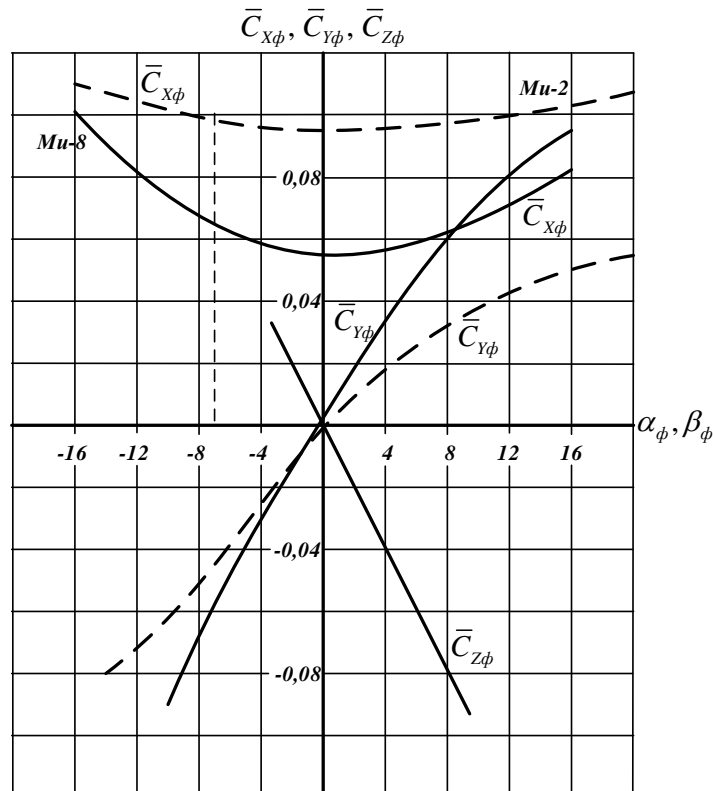


Рисунок 1. Залежність коефіцієнтів лобового опору і підйомної сили фюзеляжу (при $\varphi_{CT} = 0^\circ$) вертольотів Ми- 2 і Ми- 8 від кута атаки, а також коефіцієнта бічної сили фюзеляжу вертольота Ми- 8 від кута ковзання (при $\alpha_{\phi} = 0^\circ$)

Аналогічно визначається підйомна і бічна сили:

$$Y_{\phi} = \bar{C}_{y\phi} \frac{\rho V^2}{2} F_{OM}; Z_{\phi} = \bar{C}_{z\phi} \frac{\rho V^2}{2} F_{OM};$$

Коефіцієнт лобового опору на негативних кутах росте більше інтенсивно, ніж на позитивних. Це відбувається із-за попадання частини хвостової балки в зону гальмування потоку за фюзеляжем на позитивних кутах атаки. Шасі і інші елементи конструкції, що виступають в потік, збільшують опір фюзеляжу на 30-40%.

На висінні і вертикальних режимах польоту обдування фюзеляжу індуктивним потоком створює вертикальну силу опору.

За фюзеляжем спостерігається не лише гальмування потоку, але і його скіс. При ковзанні за фюзеляжем виникає бічний скіс потоку. Скоси потоку за фюзеляжем, залежні від кута атаки і ковзання, впливають на роботу стабілізатора, кіля і РГ а, отже, на балансування вертольота. Фюзеляж також істотно впливає на роботу НГ, особливо якщо площина обертання НГ близько розташована до фюзеляжу і хвостової балки. Для поліпшення умов роботи НГ і зменшення опору на крейсерських режимах польоту вісь валу НВ зазвичай нахиляють вперед відносно вертикальній осі фюзеляжу на 4-5°.

4. Стабілізатор: призначення і робота

Основним призначенням стабілізатора є поліпшення подовжньої стійкості вертольота. Стабілізатор працює аналогічно крилу, тобто створює підйомну силу і силу опору. Стабілізатор вертольота працює як на позитивних, так і на негативних кутах атаки, тому на них, як правило, використовується симетричні профілі.

Аеродинамічні сили стабілізатора, внаслідок його невеликої площі, малі і на баланс сил впливу не роблять. Проте, через те, що вони діють на значному плечі відносно центру мас вертольота, стабілізатор робить істотний вплив на баланс подовжніх моментів вертольота.

При польоті вперед кути атаки стабілізатора майже на усіх режимах негативні і сила Y_{CT} створює момент, що кабірує, збільшує кут тангажу.

На висінні в штиль і на малих швидкостях польоту стабілізатор потрапляє в поле індуктивних швидкостей від НВ. При цьому на ній виникає сила Y_{CT} , спрямована вниз, створюючи момент, що кабірує, та утрудняє балансування вертольота на цих режимах. Величина Y_{CT} пропорційна квадрату індуктивної швидкості v_I :

$$Y_{CT} = C_{YCT} \frac{\rho v_I^2}{2} S_{CT}$$

Залежність коефіцієнта нормальної сили від кута атаки приведена на рис.2:

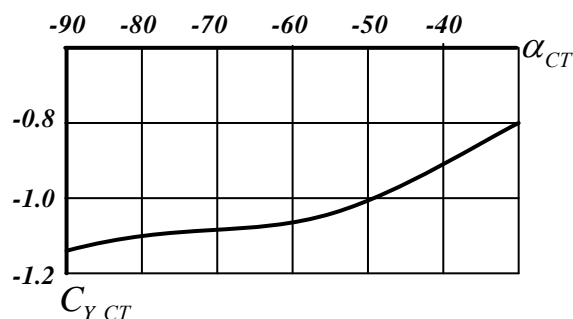


Рисунок 2. Залежність коефіцієнта нормальної сили стабілізатора від його кута атаки (для великих α_{CT}).

Для зниження шкідливого впливу моменту стабілізатора, що кабірує, на балансування вертольота на багатьох сучасних вертольотах стабілізатор

виносять із зони впливу індуктивного потоку НВ, розміщуючи його на килі, або зміщуючи назад, вкінець хвостової балки (рис.3б) :

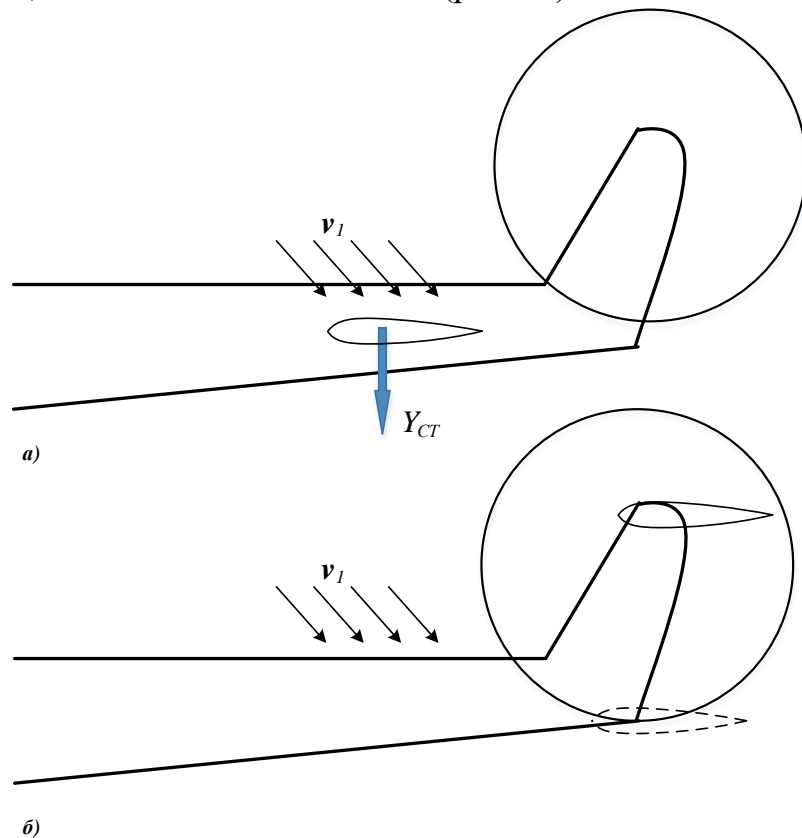


Рисунок 3. Розміщення стабілізатора в зоні (а) і поза зоною дії індуктивного потоку НВ

5. Кіль: призначення і робота

На сучасних вертольотах кінцева балка розвинена в кіль, що має аеродинамічний профіль. Це дозволяє підвищити путню стійкість вертольота і розвантажити рульовий гвинт, знижуючи тим самим, споживану ним потужність. Створювана ним бічна сила Z_K , спрямована у бік T_{PG} , розвантажує рульовий гвинт, створюючи на великих швидкостях польоту до 20-30% від величини тяги РГ.

Для ефективного розвантаження РГ кіль конструктивно повертають на $\varphi_K = 5-6^\circ$ відносно площини симетрії фюзеляжу. Сила Z_K залежить від кута ковзання і, в деякій мірі, від кута атаки фюзеляжу. На позитивних кутах атаки кіль дещо затінюється хвостовою балкою, внаслідок чого сила Z_K при тому ж вугіллі ковзання знижується.

При розворотах на висінні кіль робить демпфуючий вплив, запобігаючи розвитку мимовільного розвороту вертольота.